

气动噪声源局部 CLEAN 区域积分算法

赵佳钊¹, 范正磊^{2*}, 张俊龙²

(1. 长安大学 数字校园建设中心, 陕西 西安 710064;

2. 空天飞行空气动力学科学与技术全国重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要:声源区域积分算法能够提取风洞试验模型中各组成部件噪声特征。针对目标积分区域外的声源旁瓣对积分结果产生的较大干扰问题,提出了局部 CLEAN 的区域积分算法。该算法将模型区域划分为目标区域与非目标区域,采用 CLEAN 算法寻找非目标区域中各个频率点最强声源位置,迭代去除非目标区域内声源对目标区域的干扰,从而获取更准确的积分结果。通过仿真计算和声学风洞试验数据分析得出,该算法能够有效分离相互干扰的噪声源,特别是 3 kHz 及以下的声源,从而更为准确地提取目标声源,为气动噪声试验数据分析提供新的算法工具。

关键词:气动噪声;风洞试验;声源区域积分;机体噪声

中图分类号: TB53 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2025)04-215-12



论
文
拓
展

Partial-CLEAN integration algorithm for aeroacoustics source region

ZHAO Jiashan¹, FAN Zhenglei^{2*}, ZHANG Junlong²

(1. Digital Campus Construction Center, Chang'an University, Xi'an 710064, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China)

Abstract: Source region integration algorithm is a kind of data processing method to extract noise characteristics of each component in wind tunnel test model. To solve the interference problem of integration results caused by sound source sidelobe outside the target integration, a partial-CLEAN integration algorithm was proposed. This algorithm divided the model region into target and non-target regions, and used the CLEAN algorithm to find the strongest sound source positions at each frequency point in the non-target region. It iteratively removed interference from non-target region sound sources on the target region, thereby achieving more accurate integral results. Through simulation and wind tunnel test data analysis, the algorithm can effectively separate mutually interfering noise sources, especially sound sources of 3 kHz and below, extract more accurate target sound sources, and provide a new tool for aerodynamic noise analysis.

Keywords: aeroacoustics; wind tunnel test; source region integration; airframe noise

气动噪声问题是大型客机、运输机和其他飞行器研制过程中的关键问题之一,直接关系到飞机的适航性、环保性和声隐身性^[1-2]。飞机外部噪声主要包括发动机噪声和机体噪声^[3-5],在起飞和着陆过程中机体噪声是主要噪声源之一^[6]。气动噪声风洞试验是机体噪声研究最常用的手段,能够对噪声源进行分析、定位,并识别噪声特性,分析噪声产生机理,为理论研究提供验证和修正的依据,为实施降噪研究和降噪措施提供技术支持^[7]。荷兰 DNW 大型低速风洞对多种空客型

号客机开展了气动噪声试验,美国 NASA 艾姆斯研究中心对多种波音型号客机、新气动布局飞机开展了气动噪声试验^[8-9]。风洞试验测得的气动噪声主要包括各部件噪声、支撑装置噪声和风洞背景噪声等,其中远场噪声数据不能被分解成各部件的噪声源,进而无法分析各部件噪声源特性随模型尺度、试验风速、噪声频率等参数变化的关系。为实现飞机部件噪声源特性分析,基于传声器阵列的声源区域积分算法是一种有效的技术途径^[10-11]。

收稿日期:2024-12-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(12261131502)

第一作者:赵佳钊(1990—),男,甘肃武威人,工程师,硕士,E-mail:jszh@chd.edu.cn

*通信作者:范正磊(1991—),男,重庆忠县人,工程师,硕士,E-mail:2211302736@qq.com

引用格式:赵佳钊,范正磊,张俊龙. 气动噪声源局部 CLEAN 区域积分算法[J]. 国防科技大学学报, 2025, 47(4): 215-226.

Citation: ZHAO J S, FAN Z L, ZHANG J L. Partial-CLEAN integration algorithm for aeroacoustics source region [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(4): 215-226.

Dougherty 首次提出了噪声源区域积分 (source region integration, SRI) 算法, 用于评估不同区域内离散噪声源对总噪声的贡献。Mosher 描述了区域积分方法的计算过程, 即基于常规波束成形 (conventional beamforming, CBF) 得到的结果, 积分选定噪声源区域内扫描点的声压值, 并将其作为选定区域的总声压值^[12]。Brooks 等在翼型气动噪声风洞试验中使用区域积分算法分析了噪声源分布与贡献情况, 并给出了基于 CBF 的计算公式^[13]。NASA 建立了传声器阵列信号处理系统, 其中声源区域积分的原理采用了以上的计算方法^[14]。Dougherty 后续又提出了函数波束成形算法^[15], 获得了更优的区域积分结果。在大型声学风洞的试验数据分析处理过程中发现, 采用现有的噪声源区域积分算法面临着模型支撑以及积分区域 (region of integration, ROI) 外其他部件的噪声源干扰^[16], 这部分干扰产生的旁瓣会“污染”目标积分区域内的声源, 特别是在目标积分区域内是相对较弱的噪声源时, 会导致声源积分结果产生较大误差, 影响噪声特性分析结果的准确性。

针对常规波束成形的旁瓣“污染”, CLEAN 类算法是常用的算法^[17], 其思路是搜索常规波束成形方法的主瓣峰值位置, 获得对应声源的点扩散函数, 然后去除该声源对识别结果的贡献, 采用多次迭代的方式提取声源强度分布, 从而减小旁瓣影响。Goudarzi 提出了针对宽频带噪声的 B-CLEAN-SC 算法^[18], 并利用机器学习的方法进行声源提取^[19]。另外, 模型支撑产生的干扰消除方法有去对角线法、子空间识别法和概率因子分析法等^[20]。以上方法在处理风洞试验模型部件声源区域积分时, 尽管能够在一定程度上消除干扰产生影响, 但是通常会过度消除目标积分区域内的目标声源, 使得区域积分结果相比真实积分结果小。为了减小积分区域外其他部件及模型支撑的干扰, 同时有效限制算法对积分区域内目标声源的影响, 本文针对现有声源区域积分算法存在的计算误差问题, 在常规频域波束成形和 CLEAN 算法的基础上, 提出了局部 CLEAN (partial-CLEAN, P-CLEAN) 的声源区域积分算法, 并通过仿真计算和中国空气动力研究与发展中心声学风洞^[21]试验数据开展算法有效性分析。

1 理论方法

1.1 基于常规频域波束成形的声源区域积分算法

声源区域积分算法是在传声器阵列常规频域

波束成形结果的基础上建立的^[22]。

假设阵列中传声器数量为 N , 将各传声器时域数值通过傅里叶变换后, 得到阵列的频域矩阵为:

$$\mathbf{p}(f) = [\bar{p}_1(f) \quad \cdots \quad \bar{p}_N(f)]^T \quad (1)$$

式中, f 为频率, $\bar{p}_n(f)$ 为第 n 个传声器的频域值。

传声器阵列与声源扫描面如图 1 所示, 对于空间任意一点 ξ_j , 传声器的指向向量定义为 $\mathbf{g}_j = [g_{j1} \quad g_{j2} \quad \cdots \quad g_{jN}]^T$, 其中 g_{jm} 为均匀流中单位强度单极子声源的格林函数, 即:

$$g_{jm} = \frac{-e^{-2\pi/\Delta t_d}}{4\pi\beta \sqrt{[\mathbf{Ma} \cdot (\mathbf{x}_n - \boldsymbol{\xi})]^2 + \beta^2 \|\mathbf{x}_n - \boldsymbol{\xi}\|_2^2}} \quad (2)$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 为 2 范数符号, 表示距离; Δt_d 为从声源到传声器的声传播延迟时间; \mathbf{x}_n 为传声器位置向量; $\boldsymbol{\xi}$ 为声源位置或扫描点位置向量; \mathbf{Ma} 为来流马赫数向量; $\beta = \sqrt{1 - |\mathbf{Ma}|^2}$ 为常数。

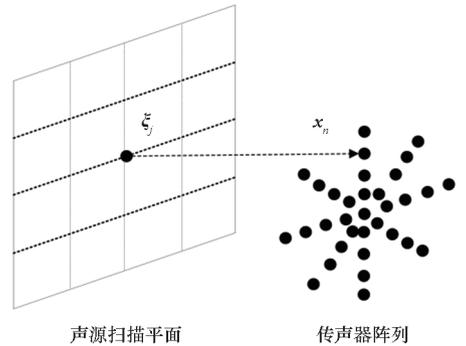


图 1 传声器阵列与声源扫描面

Fig. 1 Microphone array and source scanning plane

气动噪声风洞试验中, 通常试验模型在气流内部, 传声器阵列放置在气流外部。声波在到达传声器之前, 会穿过射流剪切层, 进而产生反射、折射和散射等效应。因此, 需要对测量数据进行剪切层修正, 才能获得更为真实的声源信息^[23]。目前, 剪切层修正有 Amiet 方法、平均马赫数法和简化射线法等, Amiet 方法和简化射线法尽管有更高的精度, 但是由于大型声学风洞剪切层形态复杂, 无法较为精确地获取, 因此文中采用平均马赫数法, 即假设声源、传声器都位于平均流场内, 则气流的平均马赫数为:

$$\mathbf{Ma}_{\text{avg}} = \mathbf{Ma} \cdot \frac{z_2 - z_1}{z_2} \quad (3)$$

式中, z_1 为剪切层到传声器的距离, z_2 为声源到传声器的距离。根据对流关系确定漂移后的声源位置, 得到修正后的从声源到传声器的声传播延迟时间为:

$$\Delta t_d = \frac{R' - \mathbf{Ma}_{\text{avg}} \cdot (\mathbf{x}_m - \mathbf{x}_s)}{c_0 \beta^2} \quad (4)$$

$$R' = \beta \sqrt{\|\mathbf{x}_m - \mathbf{x}_s\|_2^2 \cdot \beta^2 + [\mathbf{Ma}_{\text{avg}} \cdot (\mathbf{x}_m - \mathbf{x}_s)]^2} \quad (5)$$

其中, \mathbf{x}_m 、 \mathbf{x}_s 分别为传声器位置、噪声源位置, c_0 为声速。

根据常规频域波束成形算法,空间点 ξ_j 的声源自功率谱可以表示为:

$$A_j = \frac{\mathbf{g}_j^* \mathbf{G} \mathbf{g}_j}{\|\mathbf{g}_j\|^4} = \mathbf{w}_j^* \mathbf{G} \mathbf{w}_j \quad (6)$$

式中,互谱矩阵 $\mathbf{G} = \mathbf{p}(f) \mathbf{p}^*(f)$, $\mathbf{w}_j = \mathbf{g}_j / \|\mathbf{g}_j\|^2$ 。

选定积分区域内包含 J 个声源扫描点,声源区域积分的思想是将选定积分区域内的声功率积分,并将声源积分结果由位于第 k 点的单位模拟点声源代表,如图 2 所示。因此,需要满足以下关系式^[24]:

$$\frac{\sum_{j=1}^J A_{j,\text{exp}}}{P_{\text{exp}}} = \frac{\sum_{j=1}^J A_{j,\text{sim}}}{P_{\text{sim}}} \quad (7)$$

式中, $A_{j,\text{exp}}$ 和 $A_{j,\text{sim}}$ 分别为扫描面第 j 点的试验测量声源和模拟点声源的声功率, P_{exp} 为声功率区域积分试验值, P_{sim} 为单位模拟点声源的声功率。

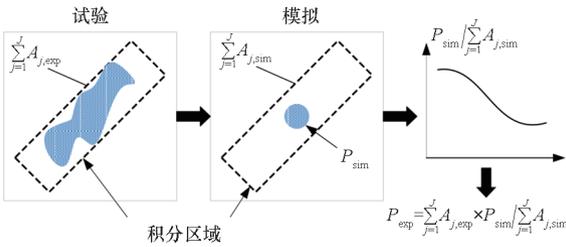


图2 声源区域积分算法

Fig. 2 Source region integral algorithm

由波束成形算法及点声源的特性,式(7)可变换为:

$$P_{\text{exp}} = \frac{P_{\text{sim}} \sum_{j=1}^J A_{j,\text{exp}}}{\sum_{j=1}^J A_{j,\text{sim}}} = \frac{P_{\text{sim}} \sum_{j=1}^J (\mathbf{w}_j^* \mathbf{G} \mathbf{w}_j)}{\sum_{j=1}^J [\mathbf{w}_j^* (\mathbf{g}_k \mathbf{g}_k^*) \mathbf{w}_j]} \quad (8)$$

式中, \mathbf{g}_k 是位于 ξ_k 的指向向量,第 k 点一般选择在积分区域的中心位置。

1.2 基于局部 CLEAN 的声源区域积分算法

1.2.1 现有试验模型声源区域积分面临的干扰因素

声学风洞中,模型以背部支撑的方式被置于风洞试验段气流内,利用传声器阵列测量飞机模型气动噪声源分布特性。在理想状态下,传声器

阵列测量结果中支撑干扰噪声以及各个部件噪声的分布区域相互独立,如图 3(a) 所示,令 B_0 为支撑干扰噪声, C_1 和 C_2 为部件噪声, C_0 为拟提取的目标部件声源,选定的声源积分区域完全包括了目标部件声源,无声源泄漏。但在实际状态下,传声器阵列测量结果中支撑干扰噪声以及各个部件之间的噪声源相互混叠,在选定的部件声源积分区域内,不仅含有目标部件声源 C_0 ,而且包含支撑干扰噪声 B_0 以及其他部件噪声 C_1 和 C_2 ,甚至有一部分目标部件声源 C_0 泄漏到声源积分区域之外,如图 3(b) 所示。因此,现有基于常规频域波束成形的声源区域积分算法会导致噪声部件声源提取结果存在较大误差,无法满足气动噪声风洞试验需求。

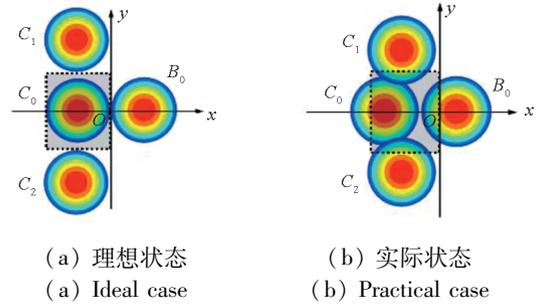


图3 声源区域积分的问题

Fig. 3 Problems in source region integral

根据以上分析,现有基于常规频域波束成形的声源区域积分算法需要加强的能力有:①消除支撑背景噪声干扰;②抑制其他部件声源对提取目标部件声源区域积分结果的影响。

1.2.2 传声器阵列支撑噪声消除算法

常规频域波束成形中消除干扰最常用的办法是背景噪声移除(background noise removal, BNR)法,该方法基于传声器测量信号是由声源和背景噪声这两个不相干噪声组成。传声器阵列互谱矩阵可以表示为:

$$\mathbf{G} = \mathbf{G}_s + \mathbf{G}_d \quad (9)$$

式中, \mathbf{G}_s 是模型声源互谱矩阵, \mathbf{G}_d 是仅有模型支撑的测量结果。BNR 方法是指将以下结果作为常规频域波束成形的互谱矩阵输入:

$$\hat{\mathbf{G}}_s = \mathbf{G} - \mathbf{G}_d \quad (10)$$

计算得到的 $\hat{\mathbf{G}}_s$ 作为常规频域波束成形算法的传声器互谱矩阵输入。

1.2.3 局部 CLEAN 区域积分算法的计算步骤

根据式(8),声源区域积分是基于波束成形结果而计算的。面对积分区域外,其他部件声源对积分区域的干扰,需要保留积分区域内波束成形结果并去除其他部件对区域内的干扰。因此,

提出一种 CLEAN 算法的改进方法,用于抑制其他部件声源的干扰,将该算法称为基于局部 CLEAN 的声源区域积分算法。该算法的核心思想是:将风洞试验模型区域划分为目标积分区域与非目标积分区域,采用 CLEAN 算法寻找非积分区域中各个频率点最强声源位置,依据算法原理不断迭代去除非积分区域内部件声源对目标部件区域的干扰,从而获取更准确的声源区域积分结果。

P-CLEAN 声源区域积分算法的具体步骤为:

步骤 1: 传声器阵列试验测量和采集噪声源数据,采用常规频域波束成形方法进行声源识别,计算声源扫描面上的声功率 A 。

步骤 2: 依据模型几何和声源特征,划分声源目标积分区域与非目标积分区域,基于 CLEAN 算法^[25-27]消除非目标积分区域声源对目标积分区域的影响,具体算法原理如下:

算法迭代过程从 $i=1$ 开始,定义递退互谱矩阵为:

$$\hat{D}^{(i)} = \hat{D}^{(0)} = \hat{G}_s \quad (11)$$

扫描区域网格点 ξ_j 的声功率 $A_j^{(i)}$ 为:

$$A_j^{(i)} = \mathbf{w}_j^* \hat{D}^{(i)} \mathbf{w}_j \quad (12)$$

在计算的声源图非目标积分区域中寻找声源峰值位置 $\xi_{\max}^{(i)}$,即在扫描点 $\xi_{\max}^{(i)}$ 处的声功率 $A_{\max}^{(i-1)}$ 为最大值 $A_{\max}^{(i-1)}$ 。假设该扫描点处为点声源,在声源图中去除位置 $\xi_{\max}^{(i)}$ 处峰值声源的影响,即减去该点声源在整个试验模型区域内产生的主瓣和旁瓣。因此,不受峰值声源影响的递退声功率 $A_j^{(i)}$ 为:

$$A_j^{(i)} = A_j^{(i-1)} - \mathbf{w}_j^* \hat{G}^{(i)} \mathbf{w}_j \quad (13)$$

其中, $\hat{G}^{(i)}$ 是由 $\xi_{\max}^{(i)}$ 处的点声源引发的互谱矩阵,计算公式如下:

$$\hat{G}^{(i)} = A_{\max}^{(i-1)} \mathbf{g}_{\max}^{(i)} \mathbf{g}_{\max}^{*(i)} \quad (14)$$

其中, $\mathbf{g}_{\max}^{(i)}$ 是与 $\xi_{\max}^{(i)}$ 相关的指向向量,将式(14)代

入式(13)可得:

$$A_j^{(i)} = A_j^{(i-1)} - A_{\max}^{(i-1)} \mathbf{w}_j^* [\mathbf{g}_{\max}^{(i)} \mathbf{g}_{\max}^{*(i)}] \mathbf{w}_j \quad (15)$$

声源图通过消除与峰值位置 $\xi_{\max}^{(i)}$ 的点声源相关联的图而得以更新。 ξ_j 处点声源由洁净的波束 $Q_j^{(i)}$ 所替代:

$$Q_j^{(i)} = \varphi A_{\max}^{(i-1)} 10^{-\lambda \|\xi_j - \xi_{\max}^{(i)}\|^2} \quad (16)$$

其中: $\lambda = 1.2/b^2$, 是决定带宽 b 的参数;安全因子 φ 取值为 $0 < \varphi \leq 1$ 。通常 λ 取值 480, φ 取值 0.99^[24]。递退互谱矩阵迭代关系如下:

$$\hat{D}^{(i)} = \hat{D}^{(i-1)} - \varphi A_{\max}^{(i-1)} \mathbf{g}_{\max}^{(i)} \mathbf{g}_{\max}^{*(i)} \quad (17)$$

得到的剩余声源图为:

$$A_j^{(i)} = \mathbf{w}_j^* \hat{D}^{(i)} \mathbf{w}_j \quad (18)$$

之后,进行下一步迭代,直到:

$$\|\hat{D}^{(i+1)}\| \geq \|\hat{D}^{(i)}\| \quad (19)$$

经过 I 次迭代后,最终声源图就为干净波束和剩余声源图的叠加:

$$\mathbf{S} = \sum_{i=1}^I Q^{(i)} + \mathbf{A}^{(I)} \quad (20)$$

通过以上针对非目标积分区域的 P-CLEAN 算法,得到的递退互谱矩阵 $\hat{D}^{(I)}$ 消除了非目标积分区域对目标积分区域的干扰。

步骤 3: 将 $\hat{D}^{(I)}$ 代入式(8)可得局部 CLEAN 算法下的区域积分结果为:

$$P_{\text{exp}} = \frac{P_{\text{sim}} \sum_{j=1}^J A_{j,\text{exp}}}{\sum_{j=1}^J A_{j,\text{sim}}} = \frac{P_{\text{sim}} \sum_{j=1}^J (\mathbf{w}_j^* \hat{D}^{(I)} \mathbf{w}_j)}{\sum_{j=1}^J [\mathbf{w}_j^* (\mathbf{g}_k \mathbf{g}_k^*) \mathbf{w}_j]} \quad (21)$$

以上即为 P-CLEAN 声源区域积分算法,再结合 1.2.2 节试验模型支撑噪声消除算法,一起组成了声学风洞试验模型部件声源提取方法,如图 4 所示为模型部件声源提取方法的功能流程,其中, $\hat{G}_{s-\text{ROI}}$ 表示积分区域的模型声源互谱矩阵的估计值。

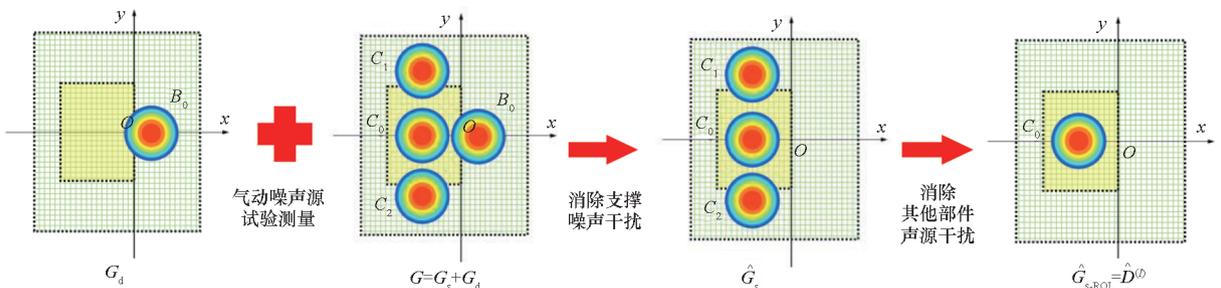


图 4 声学风洞试验模型部件声源提取方法功能流程

Fig. 4 Function process of components noise extract method for aeroacoustics wind tunnel test

2 仿真分析

模拟目标声源和多个干扰声源,基于风洞试验所用的平面麦克风阵列,分析本文提出的基于背景噪声移除的 P-CLEAN 声源提取方法的有效性。

2.1 模拟声源的基本情况

模拟 4 个点声源,其空间位置分别为 $(-0.25 \text{ m}, 0 \text{ m})$ 、 $(-0.25 \text{ m}, 0.6 \text{ m})$ 、 $(-0.25 \text{ m}, -0.6 \text{ m})$ 和 $(0.1 \text{ m}, 0 \text{ m})$,对应为模拟目标声源、干扰声源 1、干扰声源 2 和背景噪声,如图 5 所示。为模拟强干扰的噪声测试环境,4 个点声源分别设置声功率为 90 dB、95 dB、95 dB 和 100 dB。

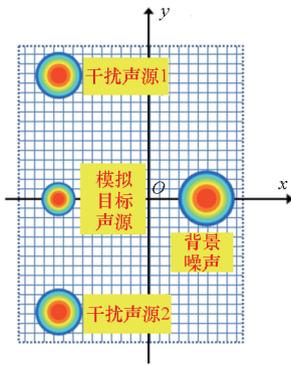


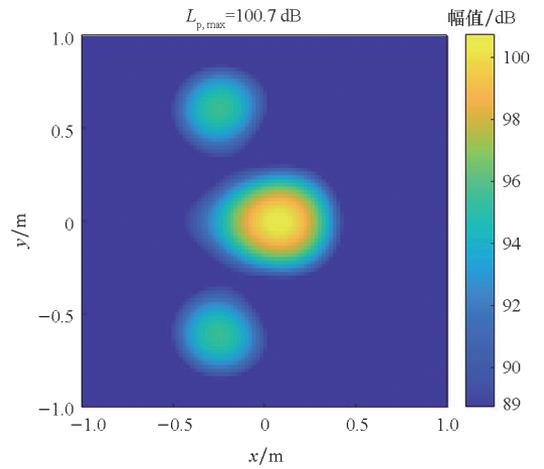
图 5 模拟声源设置

Fig. 5 Simulated source settings

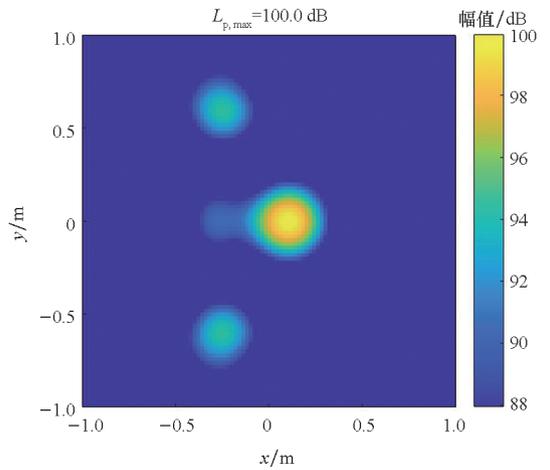
2.2 仿真计算结果

仿真计算时,针对 1 000 Hz、1 500 Hz 和 2 000 Hz 频率下的噪声数据,分别采用常规频域波束成形方法、背景噪声移除方法和 P-CLEAN 算法进行模拟声源的识别,声源识别结果如图 6 ~ 8 所示, $L_{p,max}$ 为最大声压级。由图中可见:

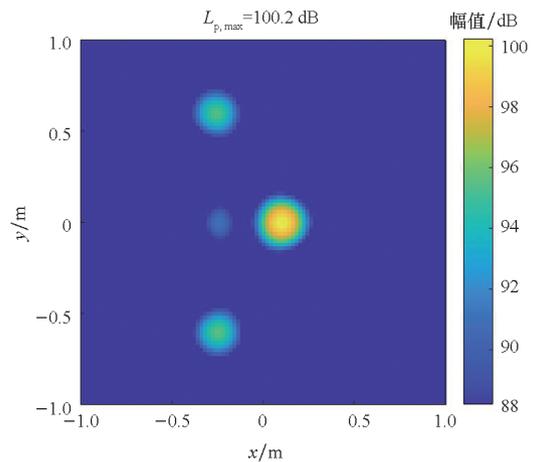
- 1) 采用常规频域波束成形方法,目标声源明显被干扰声源和背景噪声的旁瓣遮蔽,频率越低,旁瓣的影响越大;
- 2) 采用背景噪声移除方法后,接着使用常规频域波束成形方法,背景噪声部分被明显移除,目标声源得到了增强,但是依然受到干扰声源影响;
- 3) 在背景噪声移除方法的基础上,采用 P-CLEAN 算法,清晰地识别出了目标声源,幅值相差约在 1 dB 以内,背景噪声和干扰声源被明显抑制。



(a) 1 000 Hz

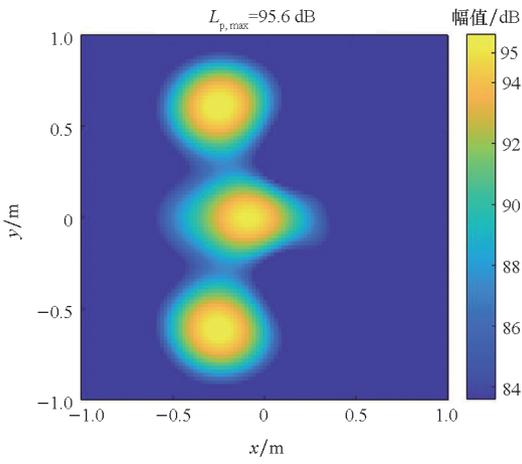


(b) 1 500 Hz

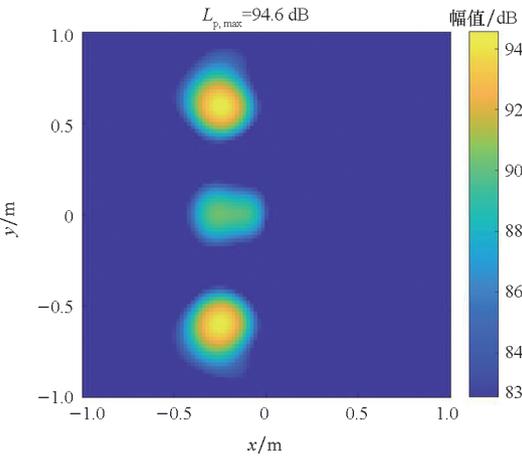


(c) 2 000 Hz

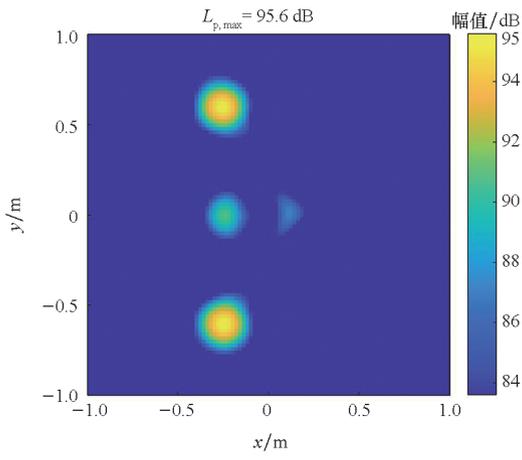
图 6 常规频域波束成形方法声源识别结果
Fig. 6 Source identification results of conventional frequency domain beamforming method



(a) 1 000 Hz



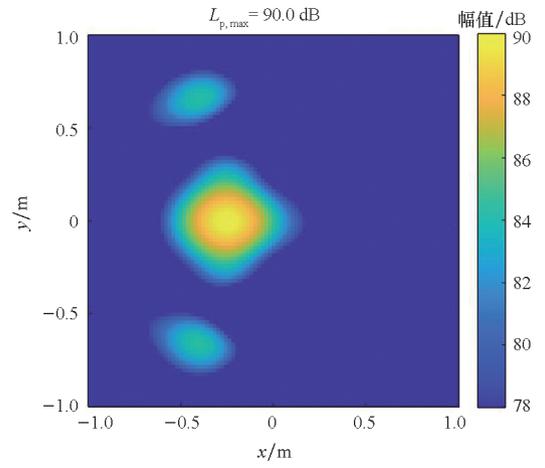
(b) 1 500 Hz



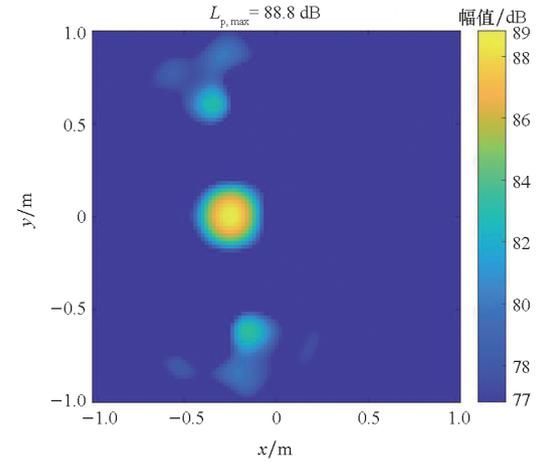
(c) 2 000 Hz

图 7 背景噪声移除方法声源识别结果

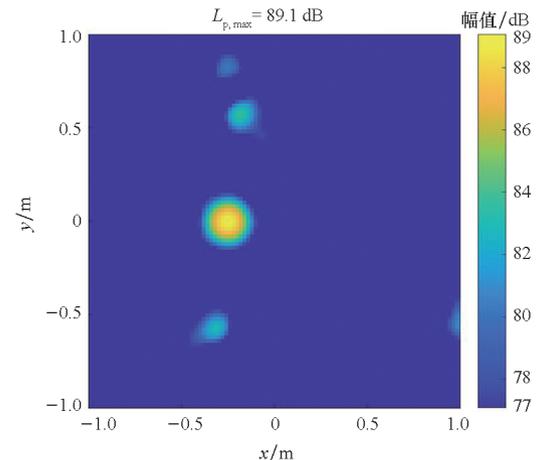
Fig. 7 Source identification results of background noise removal method



(a) 1 000 Hz



(b) 1 500 Hz



(c) 2 000 Hz

图 8 P-CLEAN 算法声源识别结果

Fig. 8 Source identification results of P-CLEAN algorithm

3 试验应用

依托中国空气动力研究与发展中心 5.5 m × 4 m 声学风洞 (FL-17), 开展飞机模型气动噪声风洞试验, 并对机翼噪声源进行不同区域积分算法研究。

3.1 风洞及试验模型

FL-17 风洞是一座单回流式低速低湍流度声学风洞, 开口试验段长 14 m、宽 5.5 m、高 4 m, 其中, 开口试验段的最大风速为 100 m/s, 其背景噪声为 75.6 dBA (截止频率 100 Hz, 风速 80 m/s)。开口试验段外包围着一个内部净空间尺寸为 27 m (长) × 26 m (宽) × 18 m (高) 的全消声室, 截止频率为 100 Hz (1/3 倍频程), 混响时间不大于 0.1 s。

此次气动噪声风洞试验的模型采用中国空气动力研究与发展中心对外发布的 CHN-T1 标准模型半模, 缩比为 1 : 5.8。本文噪声源数据为模型不含起落架、短舱的干净着陆和巡航构型。为了更好地模拟真实流场情况, 在模型表面适当位置粘贴转捩带。

3.2 模型支撑系统及传声器阵列测试系统

图 9 为风洞试验模型支撑及传声器阵列测试系统分布图, 其中, 试验模型支撑系统采用 5.5 m × 4 m 声学风洞配套的 3/4 开口试验平台, 其中, 平台前缘与喷口无缝连接, 平台上表面由系列模块化复合吸声面板拼接而成, 内部填充有玻璃纤维吸声材料, 用于降低地板反射声对噪声源测量的干扰; 气动噪声源测量采用优化的 135 通道的螺旋形传声器阵列。传声器阵列位于 3/4 开口试验平台一侧 (模型机翼下方方位), 在风洞射流剪切层外。阵列的中心距离试验大厅地面

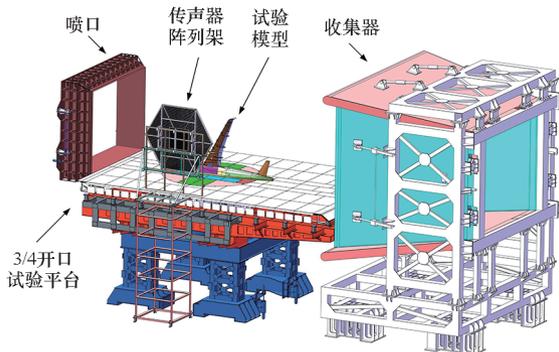


图 9 风洞试验模型支撑及传声器阵列测试系统分布图

Fig. 9 Distribution diagram of wind tunnel test model support and microphone array measurement system

7.5 m, 阵列表面距风洞中心 5.5 m (传声器距离阵列表面 0.15 m), 试验过程中阵列的位置保持不变; 数据采集使用配套的 272 通道动态数据采集系统, 最高采样频率 200 kHz, 精确度不大于 ±0.1 dB, 动态测量范围大于 120 dB; 试验数据采集使用 PXI 总线数据采集系统。

3.3 气动噪声风洞试验结果分析

基于传声器阵列测量得到的声源数据, 采用常规频域波束成形算法进行模型声源识别, 分析机翼噪声源区域积分存在的问题; 分别采用基于常规频域波束成形和 P-CLEAN 的声源区域积分算法, 分析机翼噪声源积分结果的差异, 评估方法有效性。

3.3.1 试验模型状态及噪声频谱特性

风洞试验风速为 80 m/s, 试验模型迎角为 0°, 当模型处于着陆状态时, 前缘缝翼偏角 34°、内襟翼偏角 19°、外襟翼偏角 26.5°; 当模型处于巡航状态时, 前缘缝翼、内襟翼和外襟翼的偏角均为 0°。文中针对着陆状态数据进行区域积分方法的对比分析, 巡航状态数据仅用于与着陆状态的频谱特性进行对比。

此次风洞试验不具备测量背景噪声的条件, 分析试验数据时, 对支撑噪声消除内容不进行阐述。为说明着陆状态数据的背景干扰噪声状态, 以模型巡航构型的噪声数据作为参考进行对比。选择处于传声器阵列中心位置的传感器作为数据来源, 对比模型着陆构型和巡航构型的噪声频谱结果, 如图 10 所示。由图可知, 在 1 ~ 5 kHz 之间, 模型着陆构型的声功率幅值比巡航构型大 5 ~ 13 dB; 在 5 ~ 20 kHz 之间, 模型着陆构型的声功率幅值比巡航构型大 5 dB 左右。由于巡航构型噪声显然大于无模型时的背景噪声, 因此容易得到, 模型着陆构型噪声明显大于风洞背景噪声, 能

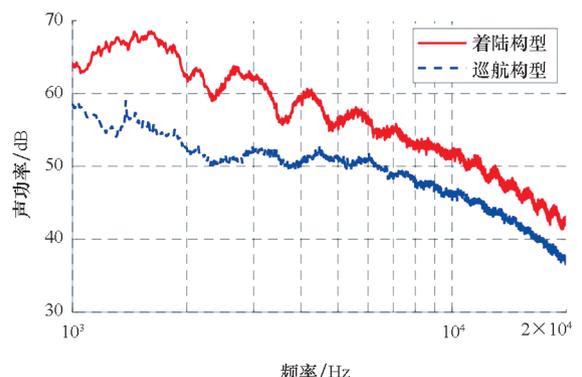


图 10 传声器阵列中心位置噪声频谱
Fig. 10 Noise spectrum at the center of the microphone array

够用于 SRI 算法的对比研究。

在进行声源区域积分算法分析前,将试验模型机翼部分划分为 A1 和 A2 两个区域,如图 11 所示,其中:A1 为前缘缝翼区域,A2 为后缘襟翼区域,以上两个区域是机翼的主要噪声源。

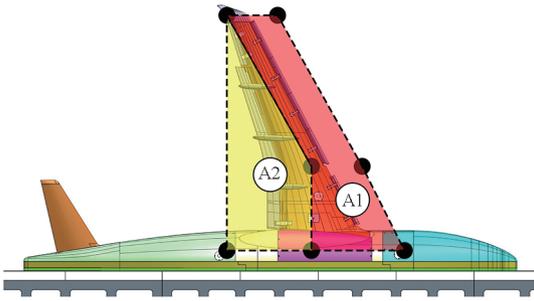
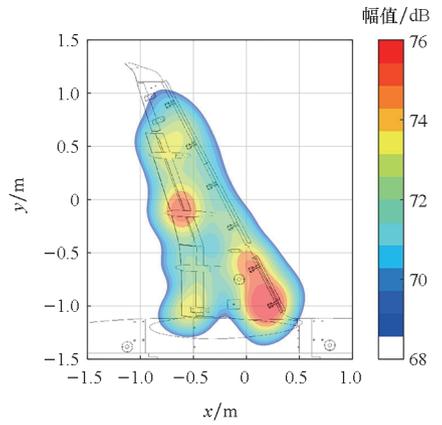


图 11 试验模型声源积分区域划分

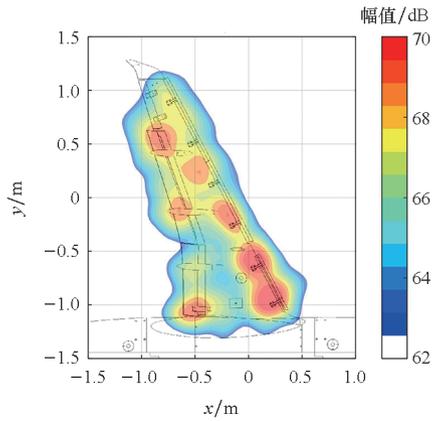
Fig.11 Source integral regions division of test model

3.3.2 常规频域波束成形算法声源识别结果分析

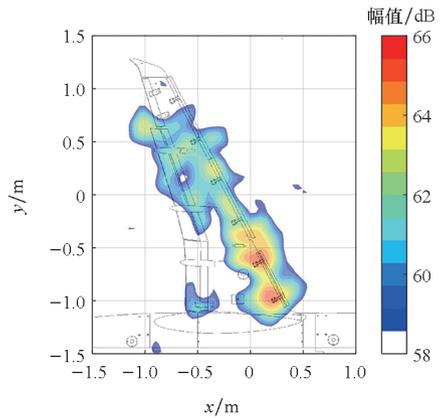
采用常规频域波束成形算法获得飞机试验模型的气动噪声源分布情况,选择 1~4 kHz 中间的 4 个频率点为代表进行分析,结果如图 12(a)~(d)所示。由图中可知:①模型气动噪声源在不同频率处具有不同的分布特征,例如 1 kHz 处后缘襟翼噪声明显大于前缘缝翼噪声,当频率增加到 4 kHz 时,前缘缝翼噪声变为主要噪声源。②声源最大幅值随着频率增加而减小,最大值从 1 kHz 的 86 dB 下降到了 4 kHz 的 66 dB。③飞机模型机翼噪声源遍布整个机翼的各个组成部件,相互之间严重耦合。特别是在 3 kHz 及以下的中低频声源,由于常规频域波束成形算法的旁瓣问题,使强声源区域严重污染了相邻的弱声源区域,噪声源旁瓣干扰问题如图 13 所示,在 1 kHz 时,最大声源位于 A2 区域,在内、外后缘襟翼交界处,但是 A2 区域声源的旁瓣覆盖了 A1 区域,使得 A1 区域的弱噪声源无法进行正常的声源识别,进而导致较大的声源区域积分误差。



(b) $f = 2\ 000\ \text{Hz}$



(c) $f = 3\ 000\ \text{Hz}$

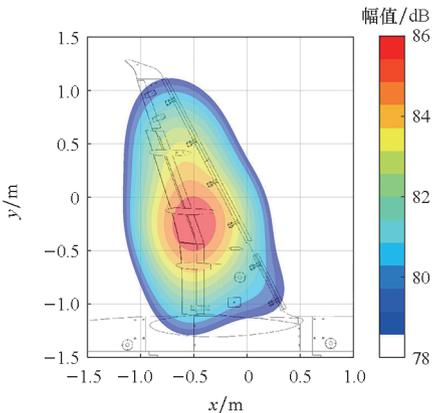


(d) $f = 4\ 000\ \text{Hz}$

图 12 风速 80m/s 噪声源 CBF 识别结果

Fig.12 Noise identification results of conventional beamforming at 80m/s wind speed

采用基于常规频域波束成形的区域积分算法,计算得到 A1 和 A2 区域的声源区域积分结果如图 14 所示,由图可见:在 1 kHz 时 A2 区域的积分值大于 A1 区域;在 1~2 kHz 之间两个区域的积分结果变化趋势和数值较为接近;在 2 kHz 以上时,A1 区域的值普遍大于 A2 区域。但是,根据机体噪声相关研究结论,A1 区域前缘缝翼的辐射噪声应大于后缘襟翼的噪声,结合 1~2 kHz 之间



(a) $f = 1\ 000\ \text{Hz}$

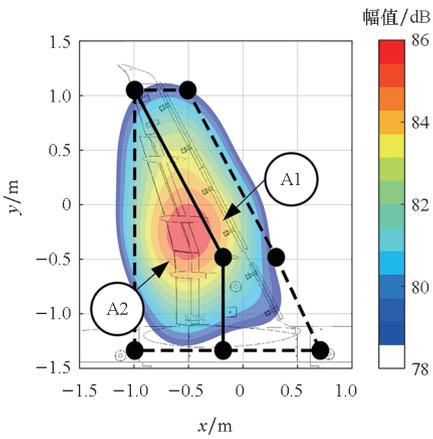


图 13 噪声源旁瓣干扰问题

Fig. 13 Noise source sidelobe interference problem

两个区域的积分结果变化趋势接近,不难判断是常规频域波束成形的结果影响了声源区域积分的结果,因此产生了明显的积分误差。通过以上分析,显示出了气动噪声风洞试验中基于常规频域波束成形的声源区域积分算法存在的问题,验证了对文中提出的 P-CLEAN 算法的现实需求。

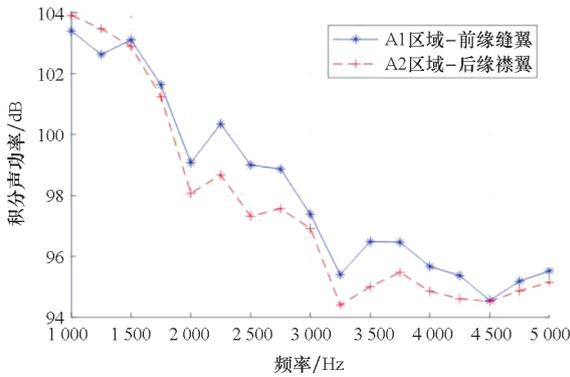


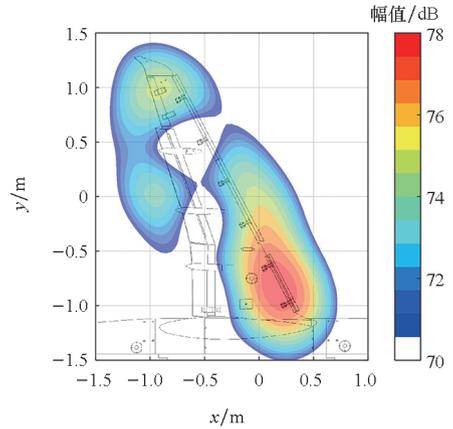
图 14 基于常规频域波束成形的声源区域积分结果

Fig. 14 Source region integral results based on conventional frequency domain beamforming

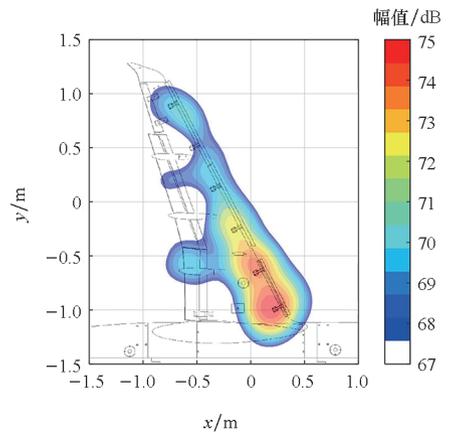
3.3.3 基于 P-CLEAN 的声源区域积分算法结果分析

针对如图 11 中的声源积分区域 A1 和 A2,采用基于 P-CLEAN 的声源区域积分算法进行分析,如图 15 和图 16 所示。由图可知:①通过 P-CLEAN 算法,将图 13 中严重耦合的噪声源进行了分解,实现了 A1 和 A2 区域的声源提取,降低了相互的影响;②根据图 15 可知,前缘缝翼越靠近机体部分,噪声源越大,后缘襟翼声源强度分布相对均匀;③尽管 A1 和 A2 区域的声源被分解开,但是在 3 kHz 以下解耦效果明显,3 kHz 以上高频段由于旁瓣较弱,P-CLEAN 的解耦效果也有所下降。通过对比图 12 和图 15 ~ 16,可以明显

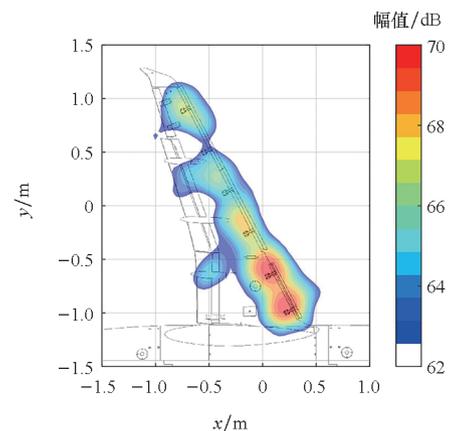
看出,采用 P-CLEAN 算法能够有效降低不同部件之间的声源干扰,进而能够提高声源区域积分的准确度。以 1.5 kHz 频率的噪声源为例,结果如图 17 所示,采用常规频域波束成形算法获得的噪声源分布中,前缘缝翼与后缘襟翼的噪声源深度耦合,两者声源的旁瓣相互叠加,完全无法分辨缝翼与襟翼各自的声源强度。采用了 P-CLEAN 算法之后,A1 区域受到 A2 区域旁瓣的影响被有效抑制了,同样地,A2 区域受到 A1 区域旁瓣的影响也被明显抑制了。



(a) $f = 1\ 000\ \text{Hz}$



(b) $f = 2\ 000\ \text{Hz}$



(c) $f = 3\ 000\ \text{Hz}$

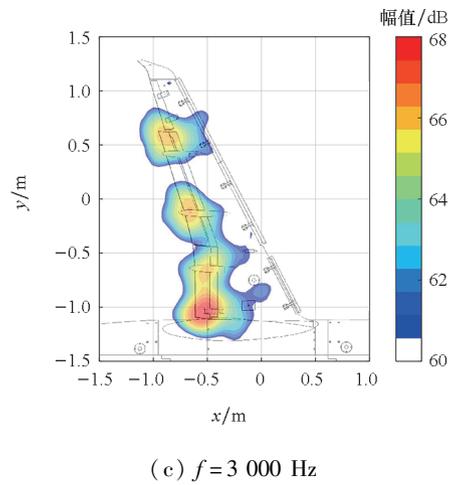
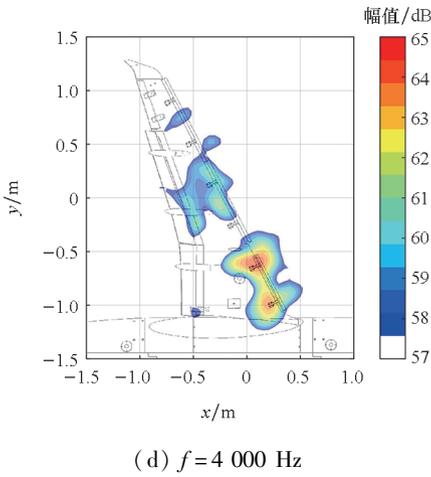


图 15 P-CLEAN 算法声源识别结果(A1 区域)
Fig. 15 Source identification results of P-CLEAN algorithm (A1 region)

为进一步验证算法的有效性,针对同样的数据和积分区域,用基于 P-CLEAN 算法得到的计算结果进行声源区域积分,得到的积分结果如图 18 所示,与图 14 对比可知:①声源积分结果随频率的变化趋势发生了较大变化,1.75 kHz 以内 A1 区域积分幅值随频率降低而减小,A2 区域的积分幅值是随频率降低先增大后减小,且在 2 kHz 以

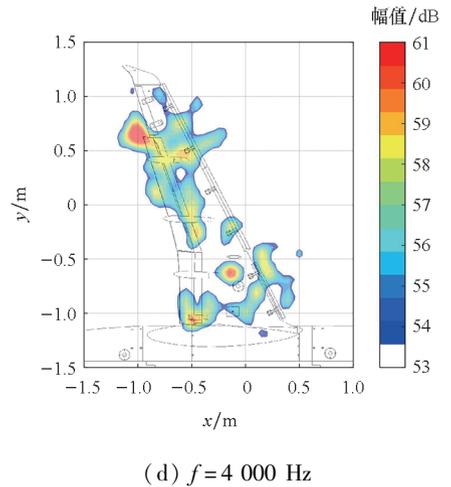
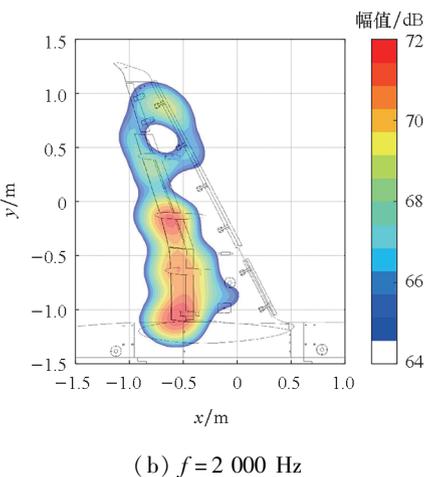
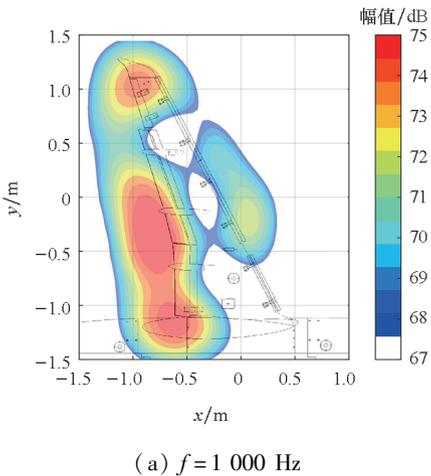


图 16 P-CLEAN 算法声源识别结果(A2 区域)
Fig. 16 Source identification results of P-CLEAN algorithm (A2 region)

内 A1 区域幅值并不与 A2 区域幅值相近,而是大了 2~3 dB,可见 A1 区域和 A2 区域相互的影响被明显减弱了,符合算法和对声源基本特性的预期;②两个区域的积分幅值整体比图 14 下降了 6~9 dB,原因同样是由于旁瓣抑制带来的声源强度下降;③在 2 kHz 以上的高频段噪声,两个区域的积分幅值曲线与图 14 相比有着相近的变化趋势,原因是高频噪声的旁瓣相对较弱,相互干扰和耦合较小。



综合以上对比分析,基于 P-CLEAN 的声源区域积分算法能够有效分解气动噪声源,抑制其他部件产生的干扰。但是,随着 3 kHz 以上旁瓣变小后,算法对气动噪声源的分解效果有所降低。因此,P-CLEAN 更适用于 3 kHz 及以下的应用场景,对于 3 kHz 以上效果下降的问题,需进一步探索结合函数波束成形等方法提升高频段的效果。

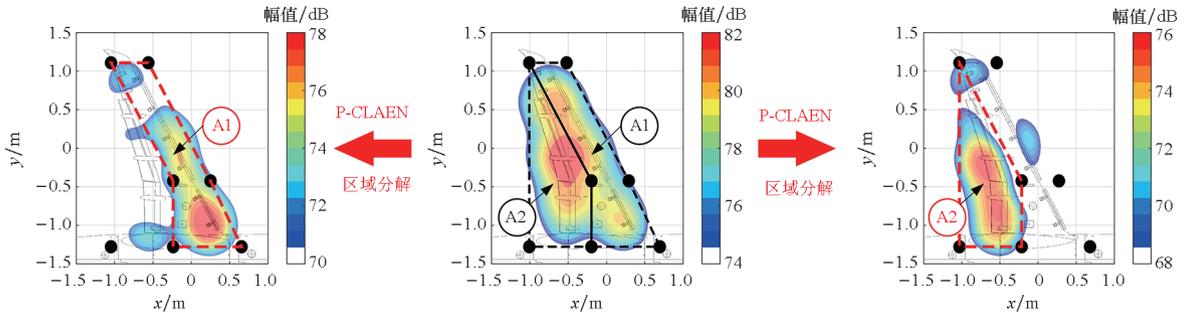


图 17 1500 Hz 下常规波束成形与 P-CLEAN 算法效果对比

Fig. 17 Comparison of conventional frequency domain beamforming and P-CLEAN algorithm at 1500 Hz

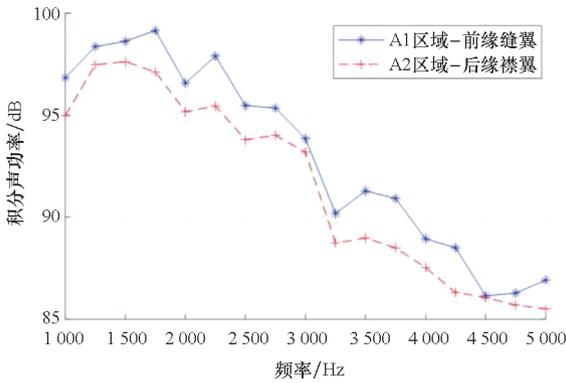


图 18 基于 P-CLEAN 的声源区域积分结果

Fig. 18 Source region integral results based on P-CLEAN

4 结论

针对飞机模型等气动噪声风洞试验中传统声源区域积分算法面临的部件及支撑产生的干扰问题,提出了基于 P-CLEAN 的声源区域积分算法并进行了仿真计算,最后基于中国空气动力研究与发展中心 5.5 m × 4 m 声学风洞的飞机模型气动噪声试验结果开展了方法有效性分析。主要得出以下结论:

1) 常规频域波束成形算法的声源识别结果存在明显的旁瓣,导致风洞试验模型部件之间的噪声源耦合和干扰,而且频率越低干扰越严重。

2) P-CLEAN 算法将模型区域划分为目标区域与非目标区域,并采用 CLEAN 算法迭代去除非目标区域内声源对目标区域的干扰,从而有效分离相互干扰的噪声源,实现了声学风洞试验数据中前缘缝翼和后缘襟翼的解耦。

3) 基于 P-CLEAN 的声源区域积分算法能够有效控制传统声源区域积分存在的声源相互干扰问题,实现局部声源提取,为弱声源提取、降噪效果和声源相关性评估提供了新的算法支撑。

参考文献 (References)

- [1] 李伟鹏. 大型客机增升装置噪声机理与噪声控制综述[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(3): 372-384, 409. LI W P. Review of the mechanism and noise control of high-lift device noise [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(3): 372-384, 409. (in Chinese)
- [2] 王磊, 陈昭男, 张君, 等. 亚音速飞行目标气动噪声方位角估计技术[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(6): 163-169. WANG L, CHEN Z N, ZHANG J, et al. Azimuth angle estimation technology of subsonic flight vehicle [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(6): 163-169. (in Chinese)
- [3] 李鑫, 屈转利, 李耿, 等. 高效低噪的二维翼型优化设计[J]. 振动与冲击, 2017, 36(4): 66-72. LI X, QU Z L, LI G, et al. A numerical optimization for high efficiency and low noise airfoils [J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(4): 66-72. (in Chinese)
- [4] MERINO-MARTINEZ R. Microphone arrays for imaging of aerospace noise sources [D]. Delft: Delft University of Technology, 2018.
- [5] 乔渭阳, 王良锋. 航空发动机实验气动声学[M]. 北京: 科学出版社, 2022. QIAO W Y, WANG L F. Aeroacoustics of aero-engine experiment [M]. Beijing: Science Press, 2022. (in Chinese)
- [6] EPSTEIN A H. Aeropropulsion for commercial aviation in the 21st century and research directions needed [J]. AIAA Journal, 2014, 52(5): 901-911.
- [7] CHIARIOTTI P, MARTARELLI M, CASTELLINI P. Acoustic beamforming for noise source localization: reviews, methodology and applications [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 120: 422-448.
- [8] 陈大斌, 周家检, 郝璇, 等. 气动噪声风洞试验技术发展概述[J]. 实验流体力学, 2013, 27(1): 106-112. CHEN D B, ZHOU J J, HAO X, et al. Review of aeroacoustic measurement techniques in wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(1): 106-112. (in Chinese)
- [9] YOKOKAWA Y, MURAYAMA M, TAKAISHI T, et al. Acoustic wind tunnel test with 18% scale half-span model toward FQUROH second flight demonstration [C]// Proceedings of the 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2018.

- [10] 周鹤峰, 赵云, 田章福, 等. 运动流体介质和剪切层共同作用下平面近场声全息技术改进[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(5): 52-59, 73.
ZHOU H F, ZHAO Y, TIAN Z F, et al. Improvement of planar nearfield acoustic holography under the combined action of moving fluid medium and shear layer[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(5): 52-59, 73. (in Chinese)
- [11] MERINO-MARTÍNEZ R, SIJTSMA P, CARPIO A R, et al. Integration methods for distributed sound sources [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2019, 18(4/5): 444-469.
- [12] MOSHER M. Phased arrays for aeroacoustic testing-theoretical development [C]//Proceedings of the Aeroacoustics Conference, 1996.
- [13] BROOKS T, HUMPHREYS W M, Jr. Effect of directional array size on the measurement of airframe noise components[C]// Proceedings of the 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 1999.
- [14] MOSHER M, WATTS M E, BARNES M, et al. Microphone array phased processing system (MAPPS): phased array system for acoustic measurements in a wind tunnel [C]// Proceedings of the World Aviation Congress & Exposition, 1999.
- [15] DOUGHERTY R P. Functional beamforming for aeroacoustic source distributions [C]//Proceedings of the 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014.
- [16] ZHOU Y S, DIAZ M A, MARX D, et al. Localizing aeroacoustic sources in complex geometries: a hybrid method coupling 3D microphone array and time-reversal[J]. Journal of Sound and Vibration, 2024, 584: 118452.
- [17] 褚志刚, 杨洋. 高性能波束形成声源识别方法[M]. 北京: 科学出版社, 2023.
CHU Z G, YANG Y. High performance beamforming sound source identification method [M]. Beijing: Science Press, 2023. (in Chinese)
- [18] GOUDARZI A. B-CLEAN-SC: CLEAN-SC for broadband sources[J]. JASA Express Letters, 2023, 3(9): 094804.
- [19] GOUDARZI A. Improving the analysis of aeroacoustic measurements through machine learning[D]. Berlin: George-August-University of Göttingen, 2023.
- [20] WANG Y, DENG Z, ZHAO J X, et al. Progress in beamforming acoustic imaging based on phased microphone arrays: algorithms and applications[J]. Measurement, 2025, 242: 116100.
- [21] 吴军强, 崔晓春, 魏志, 等. 我国大型飞机风洞试验技术研究现状与发展趋势[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(12): 83-94.
WU J Q, CUI X C, WEI Z, et al. Research status and development tendency of large aircraft wind tunnel technologies in China[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(12): 83-94. (in Chinese)
- [22] 赵佳锡, 章荣平, 张俊龙, 等. 气动噪声源频域自适应区域积分算法及风洞试验应用[J]. 振动与冲击, 2023, 42(19): 162-171.
ZHAO J X, ZHANG R P, ZHANG J L, et al. Frequency domain adaptive integration algorithm for aeroacoustics source region and its application in wind tunnel test[J]. Journal of Vibration and Shock, 2023, 42(19): 162-171. (in Chinese)
- [23] 张军, 王勋年, 张俊龙, 等. 开口风洞声阵列测量的剪切层修正方法[J]. 实验流体力学, 2018, 32(4): 39-46.
ZHANG J, WANG X N, ZHANG J L, et al. Shear layer correction methods for open-jet wind tunnel phased array test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(4): 39-46. (in Chinese)
- [24] OERLEMANS S. Detection of aeroacoustic sound sources on aircraft and wind turbines [D]. Enschede: University of Twente, 2009.
- [25] 杨洋, 褚志刚. 基于 CLEAN-SC 清晰化波束形成的汽车前围板隔声薄弱部位识别[J]. 声学技术, 2015, 34(5): 449-456.
YANG Y, CHU Z G. Weak position identification of sound insulation for car dash panel based on CLEAN-SC clearness beamforming[J]. Technical Acoustics, 2015, 34(5): 449-456. (in Chinese)
- [26] 褚志刚, 余立超, 杨洋, 等. CLEAN-SC 波束形成声源识别改进[J]. 振动与冲击, 2019, 38(15): 87-94.
CHU Z G, YU L C, YANG Y, et al. Improved acoustic source identification based on CLEAN-SC beam forming[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(15): 87-94. (in Chinese)
- [27] 李征初, 李勇, 陈正武, 等. CLEAN-SC 算法在风洞声源定位与识别中的应用研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(3): 104-109.
LI Z C, LI Y, CHEN Z W, et al. Noise identification and localization in wind tunnel using CLEAN-SC algorithm[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(3): 104-109. (in Chinese)